

(19) 世界知的所有権機関
国際事務局(43) 国際公開日
2003 年 3 月 6 日 (06.03.2003)

PCT

(10) 国際公開番号
WO 03/018976 A1(51) 国際特許分類:
F01D 5/18, B23K 26/00, 26/14

F02C 7/00,

(72) 発明者; および

(21) 国際出願番号: PCT/JP02/08730

(22) 国際出願日: 2002 年 8 月 29 日 (29.08.2002)

(25) 国際出願の言語: 日本語

(26) 国際公開の言語: 日本語

(30) 優先権データ:
特願2001-260134 2001 年 8 月 29 日 (29.08.2001) JP

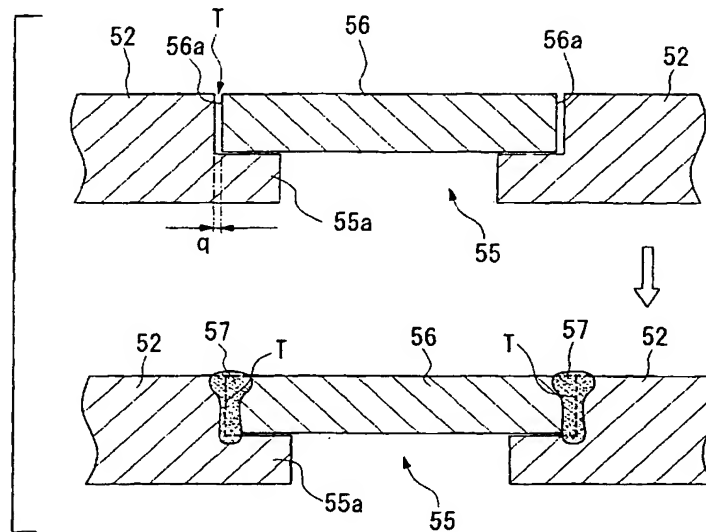
(71) 出願人 (米国を除く全ての指定国について): 三菱重工業株式会社 (MITSUBISHI HEAVY INDUSTRIES, LTD.) [JP/JP]; 〒110-8315 東京都千代田区丸の内二丁目 5 番 1 号 Tokyo (JP).

(75) 発明者/出願人 (米国についてのみ): 妻鹿 雅彦 (MEGA, Masahiko) [JP/JP]; 〒676-8686 兵庫県高砂市荒井町新浜 2 丁目 1 番 1 号 三菱重工業株式会社 高砂製作所内 Hyogo (JP). 高橋 孝二 (TAKAHASHI, Koji) [JP/JP]; 〒676-8686 兵庫県高砂市荒井町新浜 2 丁目 1 番 1 号 三菱重工業株式会社 高砂製作所内 Hyogo (JP). 上村 好古 (UEMURA, Yoshitaka) [JP/JP]; 〒676-8686 兵庫県高砂市荒井町新浜 2 丁目 1 番 1 号 三菱重工業株式会社 高砂製作所内 Hyogo (JP). 山口 健吾 (YAMAGUCHI, Kengo) [JP/JP]; 〒676-8686 兵庫県高砂市荒井町新浜 2 丁目 1 番 1 号 三菱重工業株式会社 高砂製作所内 Hyogo (JP). 蟹川 昌也 (KANIKAWA, Masaya) [JP/JP]; 〒676-8686 兵庫県高砂市荒井町新浜 2 丁目 1 番 1 号 三菱重工業株式会社 高砂研究所内 Hyogo (JP). 坪田 秀峰 (TSUBOTA, Syuho) [JP/JP]; 〒676-8686 兵庫県高砂市荒井町新浜 2 丁目 1 番 1 号 三菱重工業株式会社 高砂研究所内 Hyogo (JP). 藤田 憲 (FUJITA, Ken)

[続葉有]

(54) Title: METHOD OF CLOSING WORKING HOLE IN GAS TURBINE BLADE TOP

(54) 発明の名称: ガスタービン翼頂部の加工孔閉塞方法



(57) Abstract: A chip plug (56) is fitted in a working hole (55), such as a core extraction hole, formed in the blade top (52) of a gas turbine blade, in such a manner that the chip plug is mounted on a seat (55a), these butting portions (T) being welded by forming butt welds (57) by the use of a YAG laser beam, thus closing the working hole (55) by the chip plug (56). The spacing in the butting portions (T), the material of the chip plug (56), laser welding conditions, the focal position of the laser beam, and so on are optimized. This controls the input heat quantity, reliably prevents solidification cracking or liquefaction cracking, and moreover this ensures stronger welding by means of a laser weld having a narrow bead, improves operability and makes it possible to provide uniform products with good reproducibility.

[続葉有]

WO 03/018976 A1



[JP/JP]; 〒676-8686 兵庫県 高砂市 荒井町新浜 2 丁目 1 番 1 号 三菱重工業株式会社 高砂研究所内 Hyogo (JP). 綱谷 俊彦 (TSUNATANI,Toshihiko) [JP/JP]; 〒676-8686 兵庫県 高砂市 荒井町新浜 2 丁目 1 番 1 号 三菱重工業株式会社 高砂研究所内 Hyogo (JP). 大原 稔 (OHARA,Minoru) [JP/JP]; 〒676-8686 兵庫県 高砂市 荒井町新浜 2 丁目 1 番 1 号 三菱重工業株式会社 高砂製作所内 Hyogo (JP).

(74) 代理人: 藤田 考晴, 外(FUJITA,Takaharu et al.); 〒169-8925 東京都 新宿区 高田馬場三丁目 2 3 番 3 号 ORビル Tokyo (JP).

(81) 指定国 (国内): CA, CN, US.

(84) 指定国 (広域): ヨーロッパ特許 (AT, BE, BG, CH, CY, CZ, DE, DK, EE, ES, FI, FR, GB, GR, IE, IT, LU, MC, NL, PT, SE, SK, TR).

添付公開書類:
— 国際調査報告書

2 文字コード及び他の略語については、定期発行される各 PCT ガゼットの巻頭に掲載されている「コードと略語のガイダンスノート」を参照。

(57) 要約:

ガスタービン翼の翼頂部 5 2 に形成される中子抜き孔などの加工孔 5 5 に、チッププラグ 5 6 を、座部 5 5 a に載置するようにして嵌装して、これらの突合せ部 T を YAG レーザ光を用いて突合せ溶接部 5 7 を形成して溶着して、前記加工孔 5 5 をチッププラグ 5 6 で閉塞する。また、突き合わせ部 T の間隔、チッププラグ 5 6 の材質、レーザー溶接条件、レーザー光の焦点位置などを最適化する。これにより、入熱量を制御し、凝固割れや液化割れを確実に防止し、しかも、ビード幅の狭いレーザー溶接で、より強固に溶着し得るとともに、作業性を向上し再現性の良い均一な製品を得ることができる。

明 細 書

ガスタービン翼頂部の加工孔閉塞方法

技術分野

本発明は、ガスタービン翼の翼頂部に形成された中子抜き孔などの加工孔の閉塞方法に係わり、加工孔を強固に閉塞することができ、その加工作業性が良好なガスタービン翼頂部の加工孔閉塞方法に関するものである。

背景技術

ガスタービンの動翼は、高温の作動ガスに曝されることから、その材料はクリープやその他の高温強度特性を高めるため、AlやTiを多く含むNi基超合金が多く用いられている。又、超高温化に対処するため、その材料の結晶の成長方向性を制御する一方向凝固剤や単結晶材を使用することが進められてきている。

一方、耐熱性能を維持するため、ガスタービン翼（以下「タービン翼」と略称する）内に冷却媒体を流して、タービン翼を冷却してタービン翼に負荷される温度をより低く保持する方法が採用されている。

この方法は、翼の内部にその長手方向（上下方向）に延びる冷却通路を、翼の幅方向に複数条並列して形成され、隣接する通路が翼端で連通して冷却媒体を折り返すようにして、1条又は複数条の通路を蛇行形状に形成している。

すなわち、図9のガスタービン翼の一部切開図に示すように、タービン翼本体51の内部に長手方向（上下方向）翼頂52に向けて延びる複数の冷媒通路53、53、53が、仕切壁54a、54b、54cで仕切られて形成されている。そして、隣接する通路53、53が翼端で連通して冷却媒体を折り返すようにして、蛇行して冷媒の冷熱を有効に活用するようになっている。

かかる構造のタービン翼本体51は、その翼頂部52に複数の中子抜き孔などの加工孔55を貫通して設けて鋳造し、その後前記加工孔55を、それぞれの加工孔55に形状に合わせたチッププラグ56をTIG溶接によって溶着せしめて、閉塞するようにしていた。

しかしながら、TIG溶接により翼頂部52の加工孔55にチッププラグ56

を溶接施工する場合、溶接部の開先加工が複雑で手間を要し、さらには溶接作業に熟練を必要とし、作業コストが高くなるなどの問題点が生じていた。

またこの他に、翼母材の溶接後の溶接部分の凝固割れや液化割れを抑制するために、翼有効部の翼頂部に蓋を装着し、翼頂部とプラグとをレーザ光を用いて溶接したり、蓋を翼頂部に重せ合わせ溶接を行なうガスタービン翼の溶接方法も行なわれている。このような溶接方法は本願明細書中においては特に図示しないが、このような溶接方法では、特にプラグを貫いて溶接を行なうため、プラグの表面の荒さや色などの影響を受けやすい。またプラグと底板部（図3の55a）との隙間を管理できないため、いわゆる溶け込み深さが変化したり、更に悪い場合には割れが生じたりするという問題点があった。

—

発明の開示

本発明は上記した事情に鑑みなされたもので、エネルギー密度が高く、高温に加熱される領域が狭いレーザ光を用いるレーザ溶接に着目し、これを使用して、タービン翼本体の翼頂部の加工孔をチッププラグで閉塞する際、作業性を向上し再現性の良い均一な製品を得ることができる、ガスタービン翼頂部の加工孔閉塞方法を提供することを、本発明の解決すべき課題とするものである。

上記した課題を解決するため、本発明の第1の態様は、タービン翼頂部に設けられた加工孔にチッププラグを嵌装して、これらの突合せ部をレーザ光を用いて突合せ溶接して、前記加工孔を閉塞するガスタービン翼頂部の加工孔閉塞方法としたものである。

本発明の第2の態様は、加工孔とチッププラグとの突合せ部の隙間が0.2mm以下である請求項1記載のガスタービン翼頂部の加工孔閉塞方法としたものである。

本発明の第3の態様は、チッププラグがニッケル基超合金インコネル625である請求項1又は請求項2記載のガスタービン翼頂部の加工孔閉塞方法としたものである。

本発明の第4の態様は、突合せ溶接する際の溶接条件が、出力500～900W、パルス幅10～15ms、くり返し数30～60pps、デューティ30～

90%、速度0.5～1.3m/min、入熱量34～60kJ/mである請求項1記載のガスタービン翼頂部の加工孔閉塞方法としたものである。

本発明の第5の態様は、加工孔にチッププラグをレーザ光で突合せ溶接する際のレーザ光の焦点ぼかし量を0～1.0mmとする請求項4記載のガスタービン翼頂部の加工孔閉塞方法としたものである。

本発明の第6の態様は、レーザ光がYAGレーザであって、シールドガスとしてアルゴンガスを用いるようにした請求項1記載のガスタービン翼の製造法としたものである。

図面の簡単な説明

図1は、本発明のガスタービン翼の翼頂部加工孔の閉塞に使用する加工孔閉塞用レーザ溶接装置の説明図である。

図2は、本発明の翼頂部加工孔55にチッププラグ56を溶接する状態を説明する部分断面図である。

図3は、適正溶接条件選定試験のための、チッププラグの突合せ溶接部を説明する断面図である。

図4は、溶接条件の溶接速度(m/min)と出力(W)の関係によって溶接結果を示すグラフである。

図5は、焦点ぼかし量Lf(mm)と溶け込み深さ(mm)の関係のグラフである。

図6は、翼頂部52の加工孔55にチッププラグ56を、希釈率50%で突合せ溶接した場合の溶接金属部の模式断面図である。

図7Aおよび7Bは、本発明の加工孔閉塞方法による実施例の溶接部の疲労強度試験片の説明図である。

図8は、本発明の実施例の突合せ溶接部と、従来のTIG溶接による溶接部との疲労強度試験結果を示す、負荷応力 $\Delta\sigma$ (kgf/mm²)に対するき裂貫通寿命Nf(サイクル)のグラフである。

図9は、ガスタービン翼を説明する一部切開して示した斜視図である。

発明を実施するための最良の形態

本発明のガスタービン翼頂部の加工孔の閉塞方法は、例えば、図 1 に図示するような加工孔閉塞用レーザ溶接装置を用い、チッププラグを加工孔に突合せ溶接することによって行われる。

図 1 において、加工孔閉塞用レーザ溶接装置 10 は、回転テーブル 1 が図示省略した駆動装置により、間歇的に一定の角度で回転される構造となっていて、その上面には前記間歇回転の角度に合わせた角度間隔に複数の固着具 2 が設けられ、各固着具 2 にはそれぞれ翼本体 51 が翼頂部 52 を上方位置にして固着される。符号 3 は溶接ヘッド駆動装置で、前記回転テーブル 1 の外周に近接して配置され、溶接ヘッド 4 を主要構成とする溶接装置を支持して、これを 3 次元的移動可能とする X 軸駆動部 3X、Y 軸駆動部 3Y、Z 軸駆動部 3Z を備えている。

該溶接ヘッド駆動装置 3 に支持された溶接ヘッド 4 は、光ファイバ 8 から送られるレーザ光を焦光する光学系、溶接部を酸化から守る不活性ガスの噴出ノズル等を有するもので、その先端を翼本体 51 の翼頂部 52 と対峙して移動可能に配置されている。

又、溶接ヘッド 4 の側方には、若干の距離において、前記翼本体 51 の翼頂部 52 を視界に入れるカメラ装置 5 が配設されている。

符号 7 は溶接操作装置で、前記溶接ヘッド 4 へのレーザ光を供給するレーザ発振器等を備えており、レーザ光を光ファイバ 8 を介して前記溶接ヘッド 4 に供給する。

又、符号 9 は制御装置で、前記溶接ヘッド駆動装置 3 に隣接して配置され、前記カメラ装置 5 により撮影された撮影データを伝送経路（図示省略）により伝送し、チッププラグ 56 に形成されたケガキ線を利用した画像処理による位置補正を行い、結果を溶接ヘッド駆動装置 3 に出力して溶接ヘッド 4 の移動を制御するものである。

このような構成された加工孔閉塞用レーザ溶接装置 10 により、以下の態様で、翼頂部 52 の加工孔 55 を閉塞するものである。

翼本体 51 の翼頂部 52 に設けられている加工孔 55 にそれぞれチッププラグ 56 が嵌装され、且つ、必要に応じて仮付け溶接されて、複数の翼本体 51 が固着具 2 で基部側を固着して回転テーブル 1 の上に支持される。

そして、溶接ヘッド駆動装置 3 に近い位置の翼本体 5 1 の翼頂部 5 2 に配設された複数のチッププラグ 5 6 のうち、所定のチッププラグ 5 6 の上方からカメラ撮影装置 5 によりチッププラグ 5 6 を撮影し、その情報を制御装置 9 に伝送し、一定の基準に対するチッププラグ 5 6 の傾きや中心位置のずれを計算する。

そこで、制御装置 9 に予め記憶されているチッププラグ 5 6 の形状に合わせた溶接軌跡、即ち、翼頂部 5 2 の加工孔 5 5 に嵌装されたチッププラグの嵌装線に従って溶接が行われるように設定された溶接軌跡が、前記撮影されたチッププラグの情報に基づいて計算されたチッププラグ 5 6 の傾き、中心位置のずれに自動的に補正される。

この結果、制御装置 9 で調節された溶接軌跡は、カメラ装置 5 で撮影された現実のチッププラグ 5 6 の形状に合致し、この溶接軌跡に沿って溶接ヘッド 4 が移動されて、所期のチッププラグ 5 6 の溶接がレーザ溶接により実行されることとなる。

このようにして、翼本体 5 1 の翼頂部 5 2 の複数の加工孔 5 5 の中の一つの加工孔 5 5 がチッププラグ 5 6 で溶接閉塞されたら、該翼頂部 5 2 の隣接する残りの加工孔 5 5 が同様に溶接閉塞される。そして、一つの翼本体 5 1 の翼頂部 5 2 の複数の加工孔 5 5 全てあるいはその一部がチッププラグ 5 6 で溶接閉塞されたら、回転テーブル 1 を 1 ピッチ回転させて次位の翼本体を溶接作業位置に移動して、同様に溶接する。

また、本発明の閉塞方法では、上述の図 1 に示した回転テーブル等を備えた装置以外に、フリーフローコンベアとワークチェンジャと溶接用駆動系を備えた装置などを用いることもできる。

このような溶接作業は、図 2 に詳しく示すように、翼本体 5 1 の翼頂部 5 2 の加工孔 5 5 の周部に沿って設けた突き出し座部 5 5 a にチッププラグ 5 6 を載置することにより、これを加工孔 5 5 に嵌装して、加工孔 5 5 の周部とチッププラグ 5 6 の周縁部 5 6 a に突合せ部 T を形成する。ついで、この突き合わせ部 T を YAG レーザ光による突合せ溶接により溶接し、突合せ溶接部 5 7 を形成するものである。この際、溶接部分にシールドガスとしてアルゴンガス等の不活性ガスを供給して、この部分の金属の酸化劣化を防止することが望ましい。

このように、翼頂部 5 2 の加工孔 5 5 のチッププラグ 5 6 による閉塞をレーザ溶接による突合せ溶接で行うようにしたので、突合せ溶接部 5 7 のビード幅が狭く、且つ溶け込みが深い状態の、細長いビードが得られ、高温割れが生じる恐れがある温度領域を減少せしめることができるとともに、入熱量を下げることができ、凝固割れや、液化割れを低減せしめることができる。特にその突合せ溶接部 5 7 の最小のビード幅は 1.5 mm 以下とすることが好ましく、又突合せ部 T の嵌装間隙 q は、図 2 に示した形態の場合は 0.1 mm 以下にすることが好ましく、プラグチップ 5 6 を加工穴 5 5 の一方に寄せた形態では、0.2 mm 以下とすることが好ましい。

また、このような突合せ溶接によって形成された突合せ溶接部 5 7 は、翼本体の翼長垂直方向の応力に対して、引っ張り方向で受けるので、これに対応する抗力が剪断方向で受ける重ね合わせ溶接接合での強度より強固となる。

ガスタービンの起動、停止に伴う熱応力あるいはこの熱応力に起因する熱疲労によってタービン翼部が破壊するときには、翼方向に亀裂がその先端から入ってくるので、翼長垂直方向応力が支配的と考えられるため、この方向に強いことが重要になる。また、タービン翼頂部は高温になるので、ガス内圧、遠心力によるクリープが問題になる。本発明の方法では、最小限の寸法のチッププラグ 5 6 で加工孔 5 5 を封止しているので、その重量が非常に小さく、クリープが問題となることはほとんどない。これに対して、1 個あるいは複数個の加工孔を 1 枚のチッププラグで塞ぎ、重ね合わせの形態でレーザ溶接するものではチッププラグが大きくなり、さらに接合部分のスパンが長くなって、クリープに弱いことになる。

次に、レーザ溶接によって、翼頂部 5 2 の加工孔 5 5 をチッププラグで突合せ溶接する場合の、好ましい溶接条件の一例について説明する。

この溶接条件の決定に当たっては、以下の前提の下に検討を進めた。

- ・レーザ発振器は、出力 1.2 kW の YAG レーザ、コア径 0.6 mm S I 光ファイバ、焦点距離 80 mm の光学系等の組み合わせ装置を使用した。
- ・使用するレーザ出力は、必要な溶け込み深さを維持しつつ、入熱低減を図るため、以下の出力条件を基本として、変化せしめた。

パルス幅 (a) : 12.5 ms、Duty (a/b×100) : 50%、繰り返し数 (1/b) : 40 pps

・チッププラグの突合せ溶接部 57 は、図 3 に示す断面図のように形成し、チッププラグ 56 の厚さ A mm を 1 パスで貫通し、突き出し座部 55a の厚さが 0.92 A ~ 0.95 A mm 程度になった場合でも裏面側に過剰なエネルギー供給がなされないよう、施工裕度も考慮し、溶け込み深さを 1.25 A ~ 1.56 A mm 程度を目標とした。なお、シールドガスとしてアルゴンガスを使用した。

これらを前提条件として、

(1) 適正な出力と溶接速度との関係、(2) 焦点ぼかしの影響、等について検討した。

< (1) 適正な出力と溶接速度の関係 >

表 1 に、出力と溶接速度の変化による溶接結果への影響について表示した。なお、チッププラグの試験片は平板と実翼形状で行い、実翼形状については表中に「翼形状」と注記した。

又、ここでのレーザ光の焦点はぼかすことなく、ジャストフォーカスで行った。その溶接の良否の判定は、溶け込み深さがチッププラグの厚みの 1.25 ~ 1.56 倍程度になることに絞って検討した。なお、表 1 中、○印は適正、△印はやや良、×印は不適正を示す。

表 1

出力 [W]	速度 [m/min]	入熱量 [J/cm]	溶込み深さ [mm]	ビート スパイク形状	判定	備考
1060	1.6	398	○2.3	×	△	
980	1.4	420	○2.3	△	△	
890	1.0	534	○2.5	○	○	
890	1.2	445	○2.3	○	○	
890	1.4	381	○2.1	△	△	
890	1.5	356	○2.1	×	△	翼形状TP
800	0.8	600	○2.5	○	○	
800	1.0	480	○2.3	○	○	

800	1.0	480	○2.3	○	○	翼形状TP
800	1.2	400	○2.1	○	○	
800	1.4	343	○2.0	△	△	翼形状TP
650	0.6	600	○2.2	○	○	
650	0.8	488	○2.1	○	○	
650	1.0	390	○2.0	○	○	
650	1.1	355	△1.9	○	△	翼形状TP
540	0.6	540	○2.0	○	△	
540	0.75	432	△1.9	○	△	翼形状TP
510	0.6	510	△1.9	○	△	
495	0.4	743	△1.9	○	△	ブローホール多
460	0.4	690	△1.8	○	△	ブローホール多
460	0.55	502	△1.8	○	△	翼形状TP

上記結果を図4のグラフに、横軸に溶接速度 (m/min)、縦軸に出力 (W) を表示して、[溶接速度 (m/min) と出力 (W)] の組合せの溶接結果に及ぼす影響をまとめた。

表1及び図4で明らかなように、本発明のレーザー溶接による突合せ溶接するために適した溶接条件は、溶接速度が $0.5 \sim 1.3 \text{ m}/\text{min}$ で、その出力は $500 \sim 900 \text{ W}$ の範囲にあることが必要であることが確認された。又、入熱量は $34 \sim 60 \text{ kJ}/\text{m}$ の範囲にあることが必要であることが確認された。

これらの結果から、好ましい条件の一例としては、・出力： 550 W (パルス幅： 12.5 ms 、Duty： 50% 、くり返し数： 40 pps) ・溶接速度： $0.6 \text{ m}/\text{min}$ が挙げられる。

更に、レーザー光のパルス幅、Duty及び繰返し数の変化による溶接結果の影響について検討したところ、パルス幅： $10 \sim 15 \text{ ms}$ 、Duty： $30 \sim 90\%$ 、くり返し数： $30 \sim 60 \text{ pps}$ の範囲での変化では、上記したと同様に適切な突合せ溶接がなし得た。

< (2) 焦点ぼかしの影響について >

次に、光学系の焦点のぼかし量 Lf による溶接結果に及ぼす影響について検討した。なお、評価検討に当たっては、SUS材を用いて、焦点ぼかし量 Lf (mm)の変化による溶け込み深さ (mm) の変化を検証した。溶接条件は上記したレーザ溶接による突合せ溶接で適正条件として確認された、

・出力：550W (パルス幅：12.5ms、Duty：50%、くり返し数：40pps) ・溶接速度：0.6m/min を採用して行った。

その結果を図5に、焦点ぼかし量 Lf (mm) と溶け込み深さ (mm) の関係のグラフで図示する。

本発明における焦点ぼかし量とは、加工光学系の焦点位置と溶接対象物表面とのずれ量を言う。両者が一致した場合をぼかし量ゼロとし、光学系の焦点位置が対象物表面より内側にある場合をマイナスで表示する。

図5のグラフで以下のことが確認された。

- ① 最大の溶け込み深さが得られる焦点ぼかし量 Lf は -0.5 mmであった。
- ② 適正焦点位置 $Lf=0$ mmと、焦点ぼかし量 $Lf=-0.5$ mmとでの溶け込み深さの差は、わずかで両者ともほぼ同様の溶接結果が得られる。
- ③ 最低限必要な溶け込み深さを得る焦点ぼかし量の施工裕度は、 $Lf=\pm 1.5$ mmとなる。

以上のことから、チッププラグの突合せ溶接部57を $Lf=0$ 、 -0.5 、 -1.0 mmで溶接施工した結果、この範囲内では、ほぼ同様の溶け込み結果が得られた。

本発明のレーザ溶接による突合せ溶接では、上記した溶接条件で行うことが適切である。そして、溶接部の凝固割れの発生を最小限に抑えるため、ガスタービン翼本体51の翼頂部52の加工孔55を塞ぐチッププラグ56の材料を、タービン翼本体51の母材材料より溶接性の良い材料を用いて、突合せ溶接部57におけるタービン翼本体51の翼頂部52の母材とチッププラグ56の希釈率を約50%とするため、両者の境界部にレーザビームを正しく合わせて施工することが肝要である。

なお、希釈率は〔翼頂部母材の溶融部面積〕／〔翼頂部母材の溶融部面積＋チッププラグ溶融部面積〕で定義されるものである。

上記翼頂部 5 2 の母材より溶接性の良いチッププラグ 5 6 の材料としては、例えば、タービン翼本体 5 1 の材料として極めて一般的に使用されているニッケル基超合金インコネル 7 3 8 (Al: 3.5 重量%、Ti: 3.2 重量%、残余 Ni、「インコネル」はインコネル社の商品名。) に対して、チッププラグ 5 6 の材料としてニッケル基超合金インコネル 6 2 5 (Cr: 21~23 重量%、Mo: 8~10 重量%、残余 Ni) などの、Al や Ti を殆ど含まない合金である。かかるニッケル基超合金インコネル 6 2 5 をチッププラグ 5 6 として使用して、50%の希釈率で溶接した場合、溶接金属部は溶接可能領域に入ってきて、溶接金属部分の凝固割れは、タービン翼本体 5 1 の翼頂部 5 2 の材料とチッププラグ 5 6 の材料の希釈で、ほぼ防ぐことができる。

チッププラグ 5 6 の材料としてニッケル基超合金インコネル 6 2 5 を使用して、インコネル 7 3 8 の材料のタービン翼本体 5 1 の翼頂部 5 2 の加工孔 5 5 にチッププラグ 5 6 を、希釈率 50%で突合せ溶接した場合の溶接金属部の模式断面図を図 6 に図示する。加工孔 5 5 に設けた突き出し座部 5 5 a に載置してチッププラグ 5 6 を加工孔 5 5 に嵌装して、レーザ溶接したものである。溶接金属部の突合せ部には直径 0.25 mm 以下の小さなポロシティ p が僅か認められ、又、割れは生じても翼頂部 5 2 の母材 (加工孔 5 5 の座部 5 5 a) 内にとどまっていて、チッププラグ 5 6 の肉厚内には生じていなかった。

翼頂部 5 2 の母材の加熱による熱影響領域 (Heat-affected zone、「HAZ」という) に生ずる液化割れは、溶接部の残留応力が溶接方向に大きな値を持つことから、通常ビードに対して放射状に生ずるが、チッププラグ 5 6 に付与される応力に対して進展せず、結果的に溶接金属の方が強度が弱いので、溶接金属の内側で壊れることとなる。すなわち、実用上このような構造においては、微細な HAZ 割れが生じても、結果的に全体の強度には影響を及ぼさない。

なお、微細な亀裂割れを封じ込めるため、溶接時にタービン翼本体を水冷又は空冷等の冷却手段に冷却して熱容量不足を補うと、効果的である。

(実施例)

実施例として、MGA1400DS の材料よりなるタービン翼本体 5 1 の翼頂部 5 2 の加工孔 5 5 を、ニッケル基超合金インコネル 6 2 5 のチッププラグ 5 6

を使用して、図 7 A、7 B に図示する態様で Y A G レーザー光によるレーザー溶接により突合せ溶接で溶着せしめて閉塞した。閉塞加工の仕様諸元は、以下の通りである。

<翼頂部 5 2 の仕様諸元>

材料：M G A 1 4 0 0 D S

加工孔 5 5：長円状

<チッププラグ 5 6 の仕様諸元>

材料：ニッケル基超合金インコネル 6 2 5、形状：長円状板

このチッププラグ 5 6 を、図 7 A の平面図、図 7 B の側面図で図示する疲労強度試験片の態様で、加工孔 5 5 の突き出し座部 5 5 a に載置して、加工孔 5 5 に嵌装し、レーザー溶接により、突合せ溶接した。溶接条件は先に最適とした条件を採用し、その仕様諸元は以下の通りである。

<溶接条件の使用諸元>

溶接機：出力 1.2 kW の Y A G レーザ発振器は、コア径 0.6 mm S I 光ファイバ、焦点距離 80 mm の光学系等の組み合わせ装置を使用した。

出力：800 W、パルス幅 12.5 ms、D u t y 50%、くり返し数 40 pps

焦点ぼかし量 L f：-0.5 mm、

溶接速度：1.0 m/min、入熱量：480 J/cm とした。

このようにして、加工孔 5 5 をレーザー溶接により突合せ溶接してチッププラグ 5 6 で閉塞した個所を、図 7 A、図 7 B に図示する試験片として、疲労強度を検証した。疲労強度の試験は以下の態様で、負荷応力 $\Delta \sigma$ (kgf/mm²) に対するき裂貫通寿命 Nf (サイクル) を測定した。

<試験の態様>

・試験温度：900℃、・負荷応力 $\Delta \sigma$ ：30、33 (kgf/mm²)

・上記負荷応力の負荷周波数：0.2～1 Hz

で行い、それぞれの負荷応力 $\Delta \sigma$ (kgf/mm²) での、亀裂貫通寿命 Nf を負荷付与サイクルで測定した。

その結果を、図 8 にそれぞれの負荷応力 $\Delta \sigma$ (kgf/mm²) に対する亀裂貫通寿命 Nf (サイクル) のグラフで示した。

なお、本発明のレーザ溶接で突合せ溶接する方法の効果を確認するため、前記した同様な仕様諸元の<翼頂部 5 2>、<チッププラグ 5 6>により、従来の T I G 溶接で突合せ溶接によって加工孔 5 5 をチッププラグ 5 6 で閉塞した試験片を製作して、同様な条件で疲労強度試験を行い、その結果を図 8 のグラフに比較表示した。

図 8 のグラフで明らかなように、いずれの負荷応力 $\Delta \sigma$ (k g f / m m²) に対しても、亀裂貫通寿命 Nf (サイクル) は、本発明のレーザ溶接による突合せ溶接の方法が T I G 溶接による方法より高い値を示した。そして、本発明のレーザ溶接による突合せ溶接の方法での亀裂貫通寿命 Nf (サイクル) 値は、T I G 溶接による方法の貫通寿命 Nf (サイクル) 値の約 3 倍も高く、低サイクル疲労 (Low Cycle Fatigue、「L C F」という) 寿命が、本発明の方法は従来の T I G 溶接による方法より、約 3 倍向上したこととなった。

なお、亀裂貫通寿命時での、亀裂発生位置は、いずれの場合でも円弧形成湾曲 R 部の先端であった。

産業上の利用の可能性

以上説明したように、本発明のガスタービン翼の翼頂部に設けた加工孔の閉塞方法は、加工孔にチッププラグを嵌装して、レーザ溶接により行うにあたって、突合せ溶接するとともに、チッププラグの材料、溶接条件、入熱量、レーザ光の焦点ぼかし量、翼頂部材料のチッププラグ材料希釈率等を適正に設定して行うようにしたものであるので、溶接作業が簡略化されるとともに、溶接金属の凝固割れや、液化割れを確実に防止することができる。

また、突合せ溶接により、チッププラグで加工孔を閉塞しているので、翼本体の翼長垂直方向の応力に対して、引っ張り方向で受けるので、これに対応する抗力が剪断方向で受ける重ね合わせ溶接接合での強度より強固となる。また、従来の T I G 溶接の方法に比べても、約 3 倍の L C F 寿命を向上せしめることができる。

又、本発明の加工孔の閉塞方法は、レーザ溶接によって行う方法を採用したので、自動化装置、特に N C 制御装置を備えた溶接装置で実施することができ、精

度良く、かつ再現性の優れた作業を効率よく行うことができ、歩留まりを向上せしめて生産効率を著しく高める効果を奏する。

さらに、従来の溶接方法、特に重ね合わせ溶接の場合ではプラグを貫いて溶接することにより溶け込み深さが変化してしまう等の不具合を生じていたが、これに比べて、本願発明のガスタービン翼頂部の加工孔閉塞方法によれば、突合せ溶接部の隙間を適切に管理することができる。

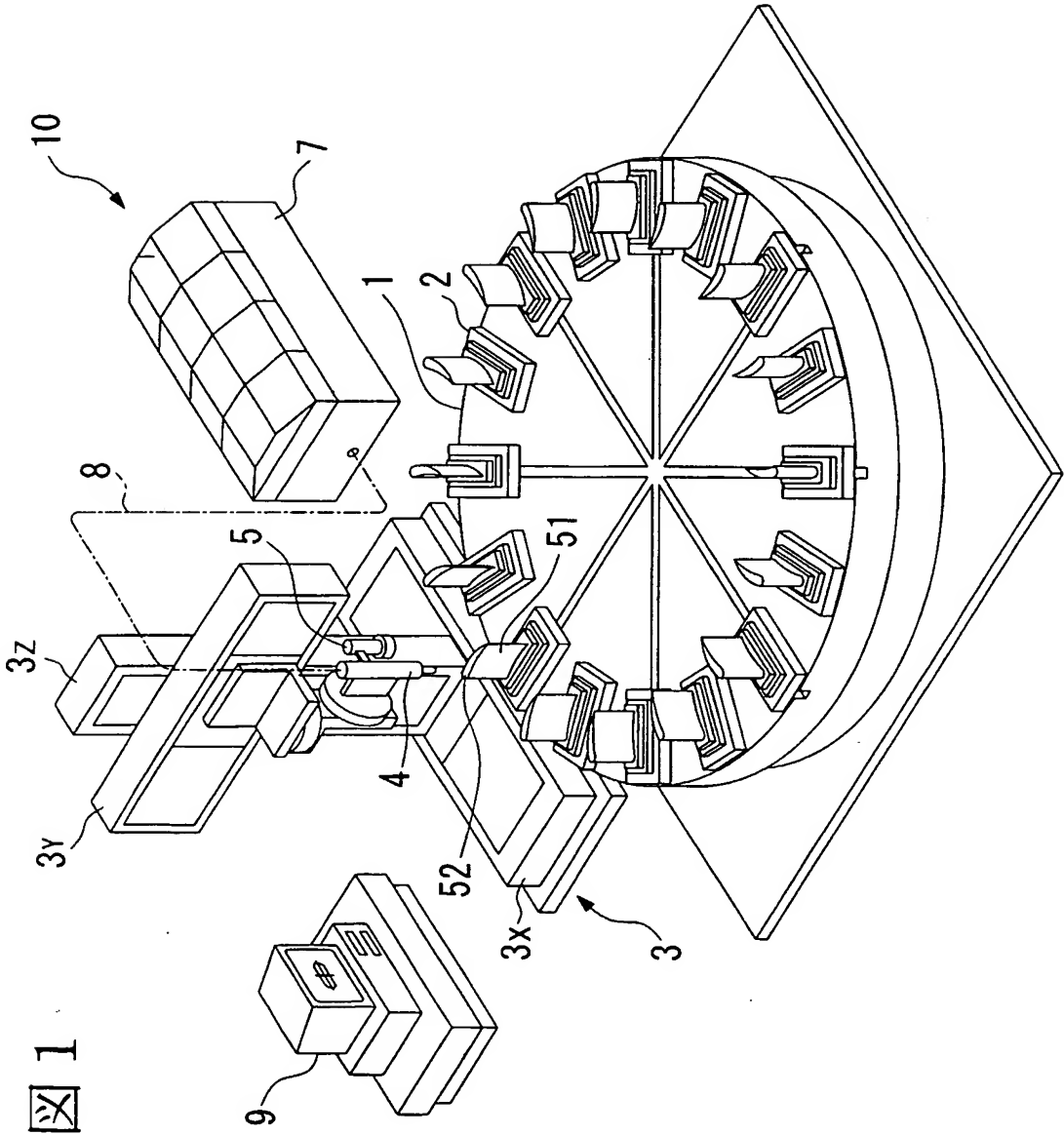
重ね合わせ溶接においてはプラグの板厚が変化した場合、溶接部の幅がほぼ一定のため、構造的に強度調整を行なうことが難しい。これに対して、突合せ溶接において板厚が薄い場合には溶け込み深さを薄くすることができるので強度調整を容易に行なうことができるという効果を得られる。

また、重ね溶接においては、プラグをプラグが嵌っている部分の底板部（図3の55a）に溶接することにより強度を持たせているので、この底板の厚さを適切な厚さに制御することが重要となるが、この底板の厚さは翼を铸造する際の中子の位置により左右される、つまり厚くなったり薄くなったりするため、この厚さを制御することが難しいという問題を生じている。これに対し、本願発明の突合せ溶接方法においては、突合せ部によって強度を保つことができるので、底板の厚さを管理する必要がない。

翼の内側からX線を照射し、翼の外側にフィルムを配置して溶接の欠陥を検査しようとしても、重ね溶接には板厚差が生じないため、X線検査では欠陥を発見することができない。しかし、本願発明の突き合わせ溶接によれば、板厚差があるので欠陥を発見することができる。したがってガスタービン翼の性能をより容易に維持できるようになるので、重ね溶接の場合に比べて製造コストの面で有利になるという効果が得られる。

請求の範囲

1. タービン翼頂部に設けられた加工孔にチッププラグを嵌装して、これらの突合せ部をレーザ光を用いて突合せ溶接して、前記加工孔を閉塞することを特徴とするガスタービン翼頂部の加工孔閉塞方法。
2. 加工孔とチッププラグとの突合せ部の隙間が0.2mm以下であることを特徴とする請求項1記載のガスタービン翼頂部の加工孔閉塞方法。
3. チッププラグがニッケル基超合金インコネル625であることを特徴とする請求項1又は請求項2記載のガスタービン翼頂部の加工孔閉塞方法。
4. 突合せ溶接する際の溶接条件が、出力500～900W、パルス幅10～15ms、くり返し数30～60pps、デューティ30～90%、速度0.5～1.3m/min、入熱量34～60kJ/mであることを特徴とする請求項1記載のガスタービン翼頂部の加工孔閉塞方法。
5. 加工孔にチッププラグをレーザ光で突合せ溶接する際のレーザ光の焦点ぼかし量を0～1.0mmとすることを特徴とする請求項4記載のガスタービン翼頂部の加工孔閉塞方法。
6. レーザ光がYAGレーザであって、シールドガスとしてアルゴンガスを用いることを特徴とする請求項1記載のガスタービン翼の製造法。
7. ガスタービン翼頂部の加工穴を閉塞するクレーム1から7いずれかに記載の突合せ溶接装置。



3/7

図 3

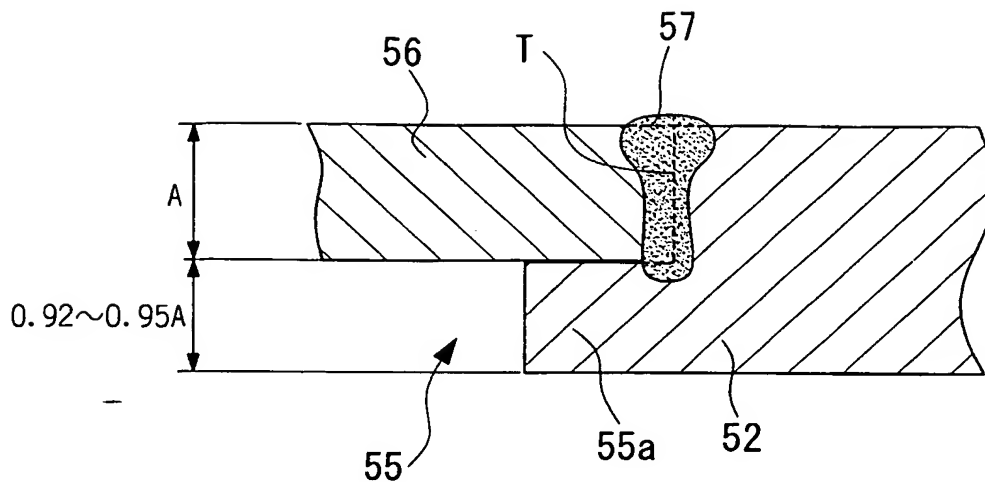


図 4

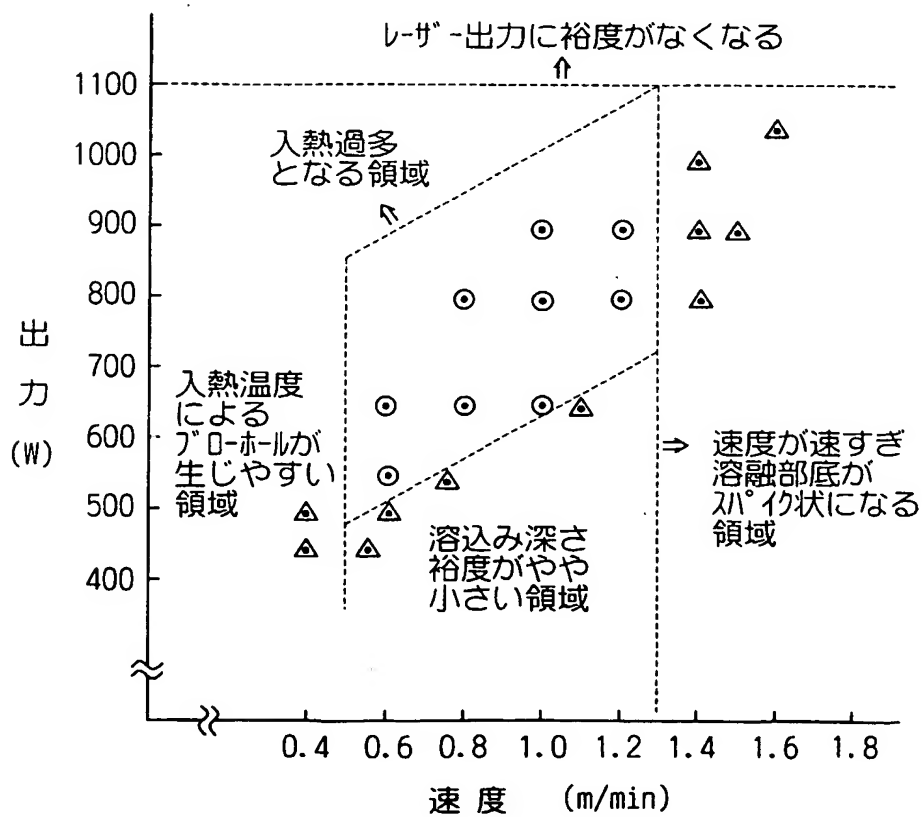


图 5

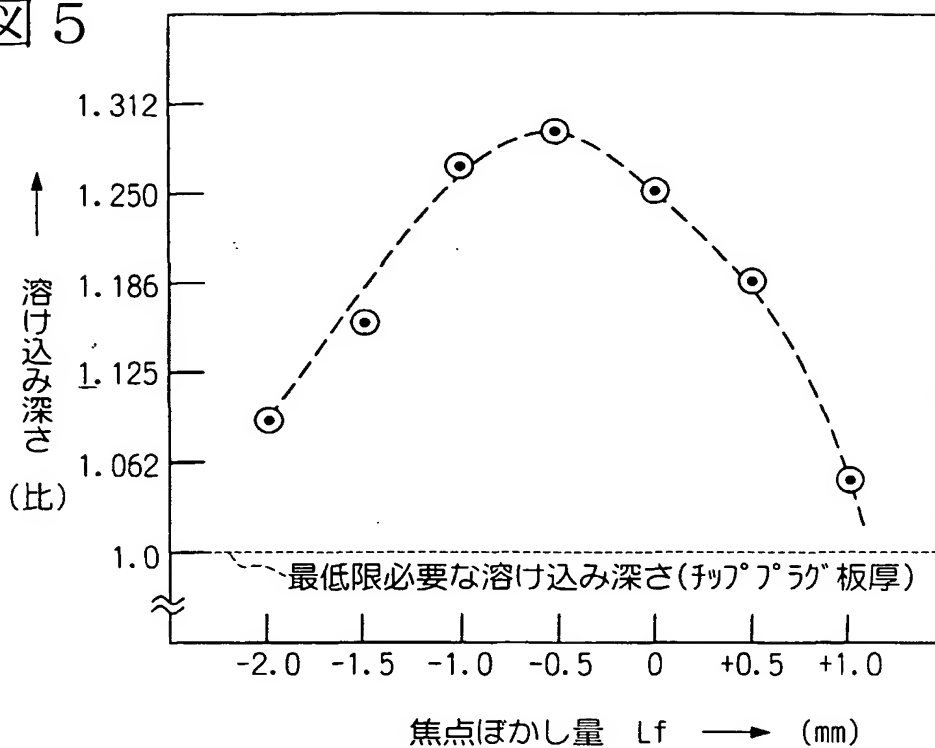


图 6

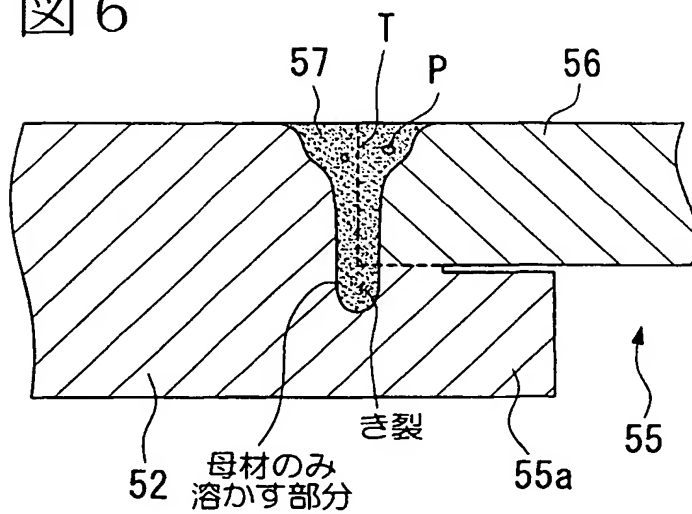


図 7 A

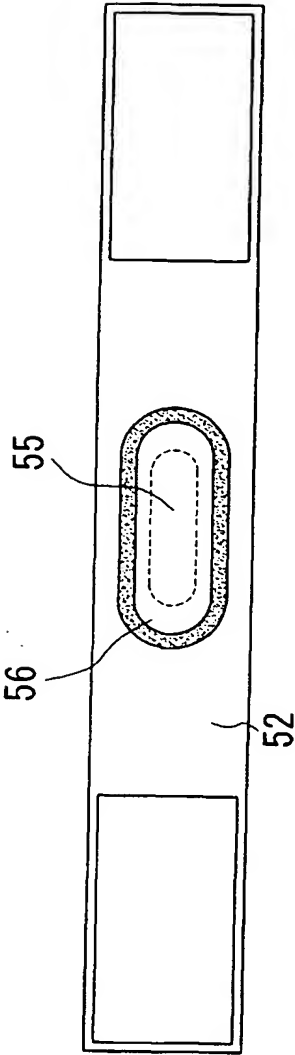
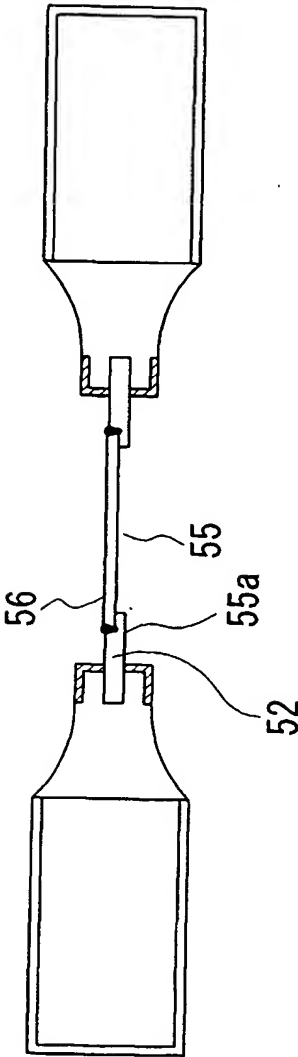
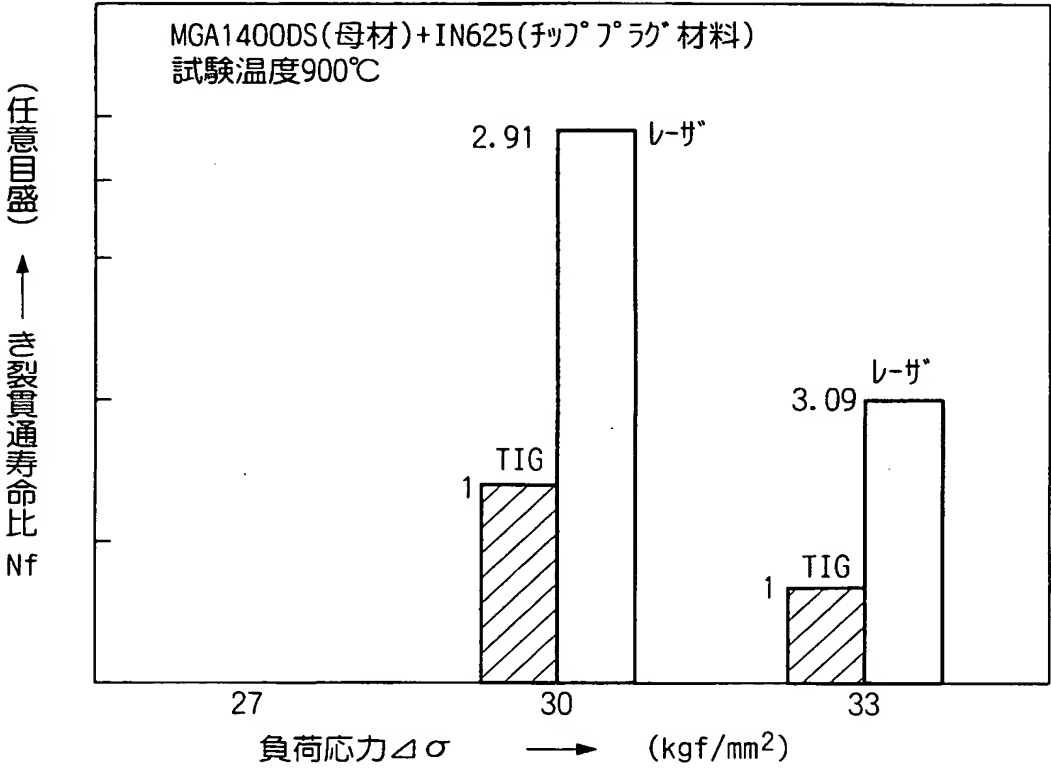


図 7 B



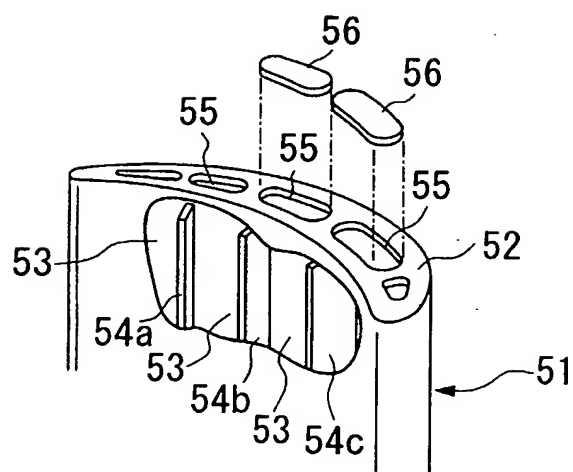
6/7

図 8



7/7

図 9



INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No.

PCT/JP02/08730

A. CLASSIFICATION OF SUBJECT MATTER

Int.Cl⁷ F02C7/00, F01D5/18, B23K26/00, B23K26/14

According to International Patent Classification (IPC) or to both national classification and IPC

B. FIELDS SEARCHED

Minimum documentation searched (classification system followed by classification symbols)

Int.Cl⁷ F02C7/00, F23R3/00, F01D5/18, B23K26/00

Documentation searched other than minimum documentation to the extent that such documents are included in the fields searched

Jitsuyo Shinan Koho	1922-1996	Jitsuyo Shinan Toroku Koho	1996-2002
Kokai Jitsuyo Shinan Koho	1971-2002	Toroku Jitsuyo Shinan Koho	1994-2002

Electronic data base consulted during the international search (name of data base and, where practicable, search terms used)

C. DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT

Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
X Y	JP 2001-090502 A (Kabushiki Kaisha Toshiba), 03 April, 2001 (03.04.01), Column 4, on and after the 45th line; Figs. 2, 10 (Family: none)	1-3, 7 4-6
Y	EP 0725214 A (Kabushiki Kaisha Toshiba), 07 August, 1996 (07.08.96), Column 8, line 42 to column 9, line 21; Fig. 10 & JP 8-278029 A & US 5826431 A & US 6032361 A	4-6
Y	JP 9-168927 A (Hitachi, Ltd.), 30 June, 1997 (30.06.97), Column 3, lines 17 to 22; Fig. 6 (Family: none)	4-6

☒ Further documents are listed in the continuation of Box C.☐ See patent family annex.

* Special categories of cited documents:

"A" document defining the general state of the art which is not considered to be of particular relevance

"E" earlier document but published on or after the international filing date

"L" document which may throw doubts on priority claim(s) or which is cited to establish the publication date of another citation or other special reason (as specified)

"O" document referring to an oral disclosure, use, exhibition or other means

"P" document published prior to the international filing date but later than the priority date claimed

"T" later document published after the international filing date or priority date and not in conflict with the application but cited to understand the principle or theory underlying the invention

"X" document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered novel or cannot be considered to involve an inventive step when the document is taken alone

"Y" document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered to involve an inventive step when the document is combined with one or more other such documents, such combination being obvious to a person skilled in the art

"&" document member of the same patent family

Date of the actual completion of the international search
02 December, 2002 (02.12.02)Date of mailing of the international search report
17 December, 2002 (17.12.02)Name and mailing address of the ISA/
Japanese Patent Office

Authorized officer

Facsimile No.

Telephone No.

Form PCT/ISA/210 (second sheet) (July 1998)

PCT/JP02/08730

Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
A	EP 1090710 A (General Electric Co.), 11 April, 2001 (11.04.01), Page 3, line 2 & JP 2001-158929 A	3
A	WO 95/06540 A (Chromalloy Gas Turbine Corp.), 09 March, 1995 (09.03.95), Full text; Figs. 1 to 4 & JP 9-506039 A	1-6

A. 発明の属する分野の分類 (国際特許分類 (IPC)) Int. Cl ⁷ F02C7/00, F01D5/18, B23K26/00, B23K26/14		
B. 調査を行った分野 調査を行った最小限資料 (国際特許分類 (IPC)) Int. Cl ⁷ F02C7/00, F23R3/00, F01D5/18, B23K26/00		
最小限資料以外の資料で調査を行った分野に含まれるもの 日本国実用新案公報 1922-1996年 日本国公開実用新案公報 1971-2002年 日本国実用新案登録公報 1996-2002年 日本国登録実用新案公報 1994-2002年		
国際調査で使用した電子データベース (データベースの名称、調査に使用した用語)		
C. 関連すると認められる文献		
引用文献の カテゴリー*	引用文献名 及び一部の箇所が関連するときは、その関連する箇所の表示	関連する 請求の範囲の番号
X Y	JP 2001-090502 A (株式会社東芝) 2001. 04. 03 第4欄第45行以降, 第2図, 第10図 (ファミリーなし)	1-3, 7 4-6
Y	EP 0725214 A (KABUSHIKI KAISHA TOSHIBA) 1996. 08. 07 第8欄第42行-第9欄第21行, FIG. 10 & JP 8-278029 A & US 5826431 A & US 6032361 A	4-6
<input checked="" type="checkbox"/> C欄の続きにも文献が列挙されている。 <input type="checkbox"/> パテントファミリーに関する別紙を参照。		
* 引用文献のカテゴリー 「A」 特に関連のある文献ではなく、一般的技術水準を示すもの 「E」 国際出願日前の出願または特許であるが、国際出願日以後に公表されたもの 「L」 優先権主張に疑義を提起する文献又は他の文献の発行日若しくは他の特別な理由を確立するために引用する文献 (理由を付す) 「O」 口頭による開示、使用、展示等に言及する文献 「P」 国際出願日前で、かつ優先権の主張の基礎となる出願日の後に公表された文献 「T」 国際出願日又は優先日後に公表された文献であって出願と矛盾するものではなく、発明の原理又は理論の理解のために引用するもの 「X」 特に関連のある文献であって、当該文献のみで発明の新規性又は進歩性がないと考えられるもの 「Y」 特に関連のある文献であって、当該文献と他の1以上の文献との、当業者にとって自明である組合せによって進歩性がないと考えられるもの 「&」 同一パテントファミリー文献		
国際調査を完了した日 02. 12. 02	国際調査報告の発送日 17.12.02	
国際調査機関の名称及びあて先 日本国特許庁 (ISA/J P) 郵便番号 100-8915 東京都千代田区霞が関三丁目4番3号	特許庁審査官 (権限のある職員) 森藤 淳志 電話番号 03-3581-1101 内線 3355	3 T 9248

C (続き) . 関連すると認められる文献		
引用文献の カテゴリー*	引用文献名 及び一部の箇所が関連するときは、その関連する箇所の表示	関連する 請求の範囲の番号
Y	JP 9-168927 A (株式会社日立製作所) 1997. 06. 30 第3欄第17行-第22行、第6図 (ファミリーなし)	4-6
A	EP 1090710 A (GENERAL ELECTRIC COMPANY) 2001. 04. 11 第3頁第2行 & JP 2001-158929 A	3
A	WO 95/06540 A (CHROMALLOY GAS T URBINE CORPORATION) 1995. 03. 09 全文、第1図-第4図 & JP 9-506039 A	1-6
	-	